考虑温度效应的起落架落震缓冲性能研究

朱晨辰,王彬文,马晓利,刘小川,王计真

(中国飞机强度研究所,710065 西安)

摘　要:为了研究环境温度对起落架缓冲性能的影响,以某型飞机起落架为研究对象,考虑温度对起落架动力学模型中空气弹簧力和油液阻尼力的影响,提出了一个包含温度效应的起落架动力学分析模型,并通过试验在一定温度范围内(-35 ℃~60 ℃)进行了验证。结合试验数据和仿真模型给出了空气多变指数、油液阻尼系数的设计指导值,并研究了温度对起落架缓冲性能的影响规律。结果表明:环境温度对起落架缓冲性能影响显著,表现为起落架落震动载荷的变化;同时发现缓冲器腔内气体较油液受温度影响更为敏感,低温状态时气压的变化以及油液物理状态的改变会使得缓冲器性能明显恶化,缓冲支柱行程变化率达到25%;对于可能工作在复杂环境下的起落架,设计阶段需要充分考虑温度对缓冲器内气压和油液的影响,确保飞机着陆安全。

关键词:高低温环境;起落架;落震试验;缓冲性能;参数识别

中图分类号:V215.2+3　　**文献标志码:**A

Landing gear shock buffering performance considering the temperature effect

ZHU Chenchen, WANG Binwen, MA Xiaoli, LIU Xiaochuan, WANG Jizhen

(Aircraft Strength Research Institute of China, 710065 Xi'an, China)

Abstract: In order to study the effect of environmental temperature on landing gear buffering performance, by taking an aircraft landing gear as the research object and considering the influence of temperature on air spring force and oil damping force in the landing gear dynamic model, this paper puts forward a landing gear dynamic analysis model considering the effect of temperature. The model is verified by experiments in a temperature range (-35 ℃~60 ℃). Combined with experimental data and simulation model, the guiding values of air variable index and oil damping coefficient are given, and the influence law of temperature on landing gear buffering performance is studied. The results show that the ambient temperature has a significant effect on the landing gear buffering performance, which is manifested as the change of the landing gear vibration load. And it is found that the gas in the buffer chamber is more sensitive to the influence of temperature than the oil. At a low temperature, the change of air pressure and the change of oil physical state will make the buffer performance deteriorate significantly, and the change rate of the buffer pillar

收稿日期:2022-09-20　　**修回日期:**2022-12-19
基金项目:航空科学基金项目(No. 20200041052002)
通信作者:王彬文,研究员。E-mail:asriwbw@vip.163.com
引用格式:朱晨辰,王彬文,马晓利,等. 考虑温度效应的起落架落震缓冲性能研究[J]. 应用力学学报,2023,40(1):25-33.
ZHU Chenchen, WANG Binwen, MA Xiaoli, et al. Landing gear shock buffering performance considering the temperature effect[J]. Chinese journal of applied mechanics, 2023, 40(1):25-33.

stroke reaches 25%. For landing gear that may work in complex environments, the influence of temperature on air pressure and oil in the buffer should be fully considered in the design stage to ensure the safety of aircraft landing.

Key words: high and low temperature environment; landing gear; drop test; buffering performance; parameter identification

现代飞机通常巡航里程远，工作环境复杂，需要面临在温差较大的环境中起飞着陆的问题，起落架作为飞机着陆滑跑阶段主要的缓冲吸能装置，具有吸收撞击能量、减缓冲击载荷的作用，大范围的温度变化会使起落架缓冲器充填介质的物理特性发生改变，直接影响其缓冲性能，进而影响飞机的起降安全。

国外对起落架缓冲器的高低温性能进行了大量研究。WAHI 等[1-2]对油液式起落架进行了建模和仿真，研究了雷诺数对阻尼系数的影响，及油液压缩模量、气体多变指数对缓冲特性的影响。HEININEN[3]建立了考虑温度的战斗机油气式缓冲器分析模型，模拟了环境温度变化对缓冲器内部压力等参数的影响。国内的相关研究起步较晚，SHU 等[4]研究了温度变化对缓冲器油液性能的影响，利用流体阻尼平台对不同温度下的缓冲器进行了试验，得到了起落架缓冲器油液阻尼力随位移的变化规律。强度所开展过某型飞机起落架的低温落震试验，对比了低温状态（ –70 ℃）与常温状态（25 ℃）下起落架的缓冲性能。辛艳等[5]应用 LMS 软件建模仿真，对比了低温（ –40 ℃）与常温（15 ℃）状态下某型飞机起落架的缓冲性能。胡锐等[6]提出了一种缓冲器环境模拟方法，通过落震试验，分析了油气式起落架（20 ℃ ~ 80 ℃）的缓冲性能变化规律。方威等[7]研究了温度（ –50 ℃ ~50 ℃）对缓冲器空气弹簧力与轮胎性能的影响。魏小辉等[8]集成了一种可实时监控油压的飞机起落架缓冲器（极限工作温度）落震试验装置，使试验设备结构更为紧凑。李冬梅等[9]发明了一种用于起落架落震试验的环境温度模拟装置，避免了试验件的反复安装拆卸。

关于温度对起落架缓冲性能影响规律的研究目前还处于探索阶段，尚未有完善的理论分析体系。本研究提出了一种考虑温度的起落架缓冲性能分析模型，设计了 –30 ℃ ~60 ℃温度范围内的落震试验，并对模型进行验证。同时基于该模型研究了温度对起落架缓冲性能的影响规律，为复杂环境下起落架的设计与缓冲性能验证提供了参考。

1 考虑温度的起落架动力学理论

温度会使起落架缓冲器内充填介质的物理特性发生变化，进而影响缓冲性能。本研究建立的考虑温度的起落架缓冲性能分析模型，在起落架缓冲器的受力模型的基础上，补充了温度影响因素。

1.1 起落架动力学模型

起落架结构为支柱双轮式，其结构模型及受力分析[10]如图 1 所示。

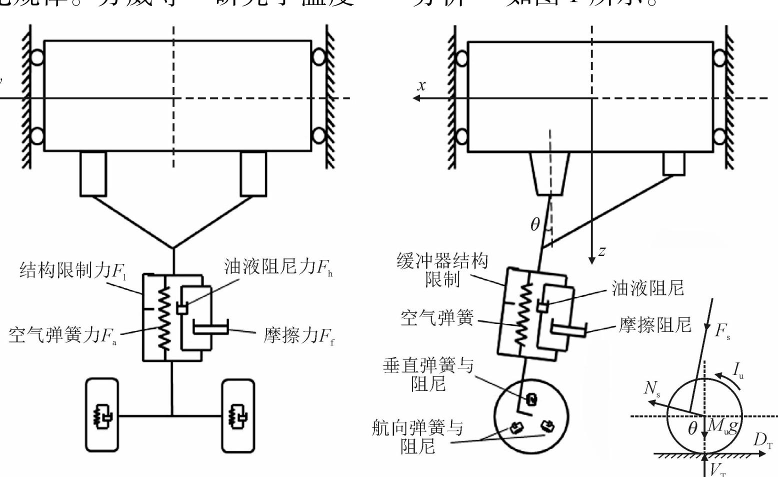


图 1　某型飞机起落架结构模型及受力分析图

Fig. 1　Diagram of structural model and stress analysis of an aircraft landing gear

根据起落架动力学方程

$$M_u \ddot{z}_u = M_u g + F_s\cos\theta + N_s\cos\theta - V_T \quad (1)$$

$$M_u \ddot{x}_u = F_s\sin\theta - N_s\cos\theta - D_T \quad (2)$$

$$I_u \dot{\omega}_T = D_T(R - \delta) \quad (3)$$

式中：M_u 为起落架非弹性质量；$\ddot{x}_u$、$\ddot{z}_u$ 为起落架非弹性质量块质心在地面坐标系 x、z 方向上的加速度；F_s 为缓冲器轴向力；N_s 为缓冲器垂直内外筒的径向力；V_T 为轮胎垂直力；D_T 为轮胎航向力；θ 为航向倾角；$\dot{\omega}_T$ 为机轮的角加速度；I_u 为机轮的转动惯量；δ 为轮胎压缩量；R 为机轮半径。

1.2 缓冲器模型

该型起落架选用的是油气式缓冲器[11-12]，受力形式如图 1 所示，其轴向力可以分解为缓冲器结构行程限制力 F_l、空气弹簧力 F_a、油液阻尼力 F_h 及缓冲器内外套筒的摩擦力 F_f，由此得缓冲器轴向力，即

$$F_S = F_l + F_a + F_h + F_f \quad (4)$$

温度主要影响缓冲器内气体和油液的物理特性[13-15]，摩擦力通常在缓冲器轴力中占比较小，结构限制力不受温度影响，因此主要对空气弹簧力、油液阻尼力两部分进行温度项补充。

①结构限制力

$$F_l = k_{strut} S \quad (5)$$

式中：k_{strut} 为缓冲器的轴向拉压刚度；S 为实时行程。

②空气弹簧力

$$F_a = A_a\left[\frac{P_{a0}V_{a0}^{\gamma}}{(V_{a0} - A_a S)^{\gamma}} - P_{atm}\right] \quad (6)$$

式中：V_{a0} 为空气腔初始容积；γ 为空气腔压缩多变指数；A_a 为空气腔有效压气面积；P_{a0} 为空气腔初始压力；P_{atm} 为标准大气压力。

其中温度对多变指数 γ 影响较大，将缓冲器气腔压缩过程近似为绝热过程，根据理想气体的熵方程有

$$P_{a0}V_{a0}^{\gamma} = P_{ai}V_{ai}^{\gamma} \quad (7)$$

$$T_{a0}V_{a0}^{\gamma-1} = T_{ai}^{\gamma-1}V_{ai} \quad (8)$$

式中：P_{ai} 为 t_i 时刻的气腔压力；T_{a0}、T_{ai} 为 t_0、t_i 时刻腔内气体的温度；V_{ai} 为 t_i 时刻的气腔体积，$V_{ai} = A_a(H - S_i)$，S_i 为 t_i 时刻的缓冲支柱行程，H 为缓冲器空气腔初始长度，且 $H = \dfrac{V_{a0}}{A_a}$。

对式(7)～(8)相乘取对数，整理可得

$$\gamma = \frac{2\sum \ln\left(\frac{P_{a0}T_{a0}}{P_{ai}T_{ai}}\right)\ln\left(1 - \frac{S_i}{H}\right)}{\sum \ln^2\left(1 - \frac{S_i}{H}\right)} \quad (9)$$

③油液阻尼力

根据伯努利方程及油液质量连续方程可得

$$F_h = \frac{\rho_h A_h^3 \dot{S}_i^2}{2C_d^2 A_d^2}\mathrm{Sng}(\dot{S}) + \frac{\rho_h A_h^3 \dot{S}_i^2}{2C_{dL}^2 A_{dL}^2}\mathrm{Sng}(\dot{S}) \quad (10)$$

式中：ρ_h 为油液密度；A_h 为主油腔有效压油面积；A_d 为正、反行程主油孔有效过流面积；A_{dL} 为正、反行程回油孔面积；C_d、C_{dL} 分别为主油孔、回油孔的流量系数；Sng 为符号函数，且

$$\mathrm{Sng}(\dot{S}_i) = \begin{cases} 1 & \dot{S}_i > 0 \\ -1 & \dot{S}_i < 0 \end{cases} \quad (11)$$

暂不考虑温度对回油孔流量系数及油液密度的影响，根据流体力学质量守恒方程的积分形式，有

$$C_d A_d V - A_h \dot{S}_i = 0 \quad (12)$$

式中：$\dot{S}_i$ 为 t_i 时刻的缓冲支柱压缩速度；V 为油液过流速度。其中温度会影响油液的物理状态，从而影响油液压力变化。

$$V = \sqrt{\frac{2\Delta p(T)}{\rho}} \quad (13)$$

式中：ρ 为油液密度；$\Delta p(T)$ 为油、气腔的压力差。代入整理得

$$C_d = \frac{A_h \dot{S}_i}{A_d\sqrt{\frac{2\Delta p(T)}{\rho}}} \quad (14)$$

④摩擦阻尼力

$$F_f = \frac{K_m F_a \dot{S}}{|\dot{S}|} \quad (15)$$

式中：K_m 为缓冲器皮碗摩擦系数，通常取 0.05。

1.3 轮胎模型

轮胎模型是基于静压曲线的弹簧阻尼模型，仅考虑垂向阻尼和垂向刚度。轮胎垂直力的数学模型表示为

$$V_T = (1 + C_T\dot{\delta})f(\delta) \quad (16)$$

式中：C_T 为轮胎垂直振动阻尼系数，一般取 C_T = 0.04 s/m；$f(\delta)$ 为轮胎静压曲线。

2　高低温环境下起落架缓冲性能验证试验

2.1　起落架主要参数

本研究起落架结构形式为支柱式，采用油气混合式缓冲器，缓冲支柱前倾安装姿态角为7.5°，无侧向倾角。基本参数如表1所示。

表1　试验件基本参数

Tab. 1　Basic parameters of the experiment

缓冲支柱充气压力/MPa	轮胎充气压力/MPa	下部质量/kg	缓冲器行程/mm	最大垂直载荷/kN
1.80	0.65	22	280	28

2.2　试验系统

试验采用减缩质量自由落震方式进行，试验系统由台架系统、提升/释放系统、温控系统及测量系统等组成[16-19]，如图2所示。

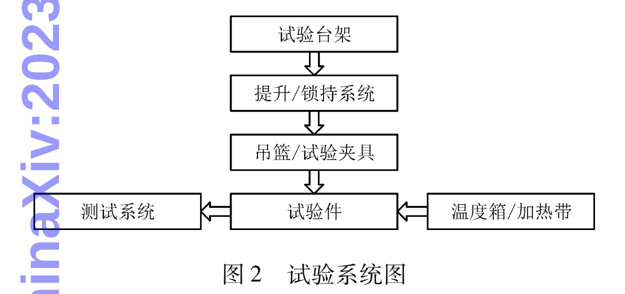


图2　试验系统图

Fig. 2　Experimental system diagram

试验时，先启动温控系统对起落架整体进行降温/升温，当温度到达预设温度时控温保持2 h，使得缓冲器内部油气温度趋于稳定，然后撤掉温度箱，通过升降系统将落体系统提升至规定投放高度，打开电磁释放锁进行投放。利用安装于地面的三向测力平台对整个落体系统的信号进行采集，获得试验数据[20-21]。落震试验台示意图如图3所示。

试验增加了环境温控箱，用以实现对起落架落震环境温度的保持与实时监控。降温采用液氮喷射制冷，通过深冷电磁阀调节液氮的喷射速度调节箱内温度的下降速度。加温采用铺设于箱内壁及底板的大功率电阻丝。另外，箱内还设置有温度传感器，箱外同时装备数显实时对箱内温度进行监控。温控箱及试验现场图如图4所示。

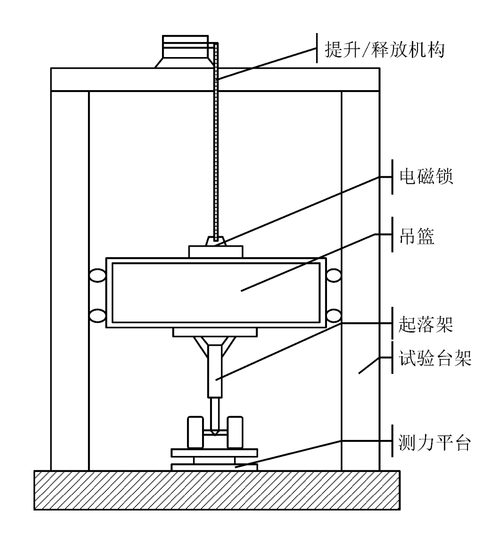


图3　落震试验台原理图

Fig. 3　Schematic diagram of drop test

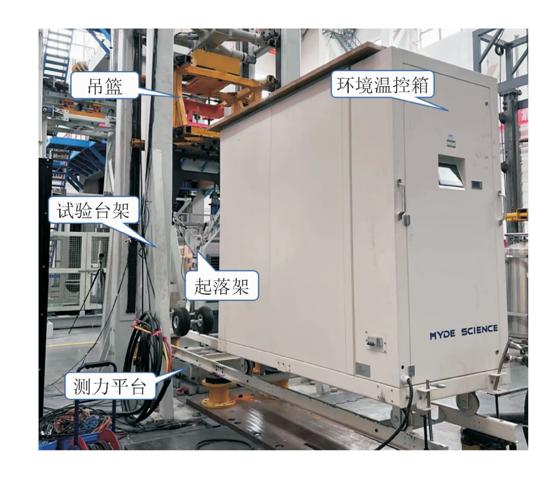


图4　环境温控箱及试验现场图

Fig. 4　Ambient temperature box and drop test site

本试验通过测力平台测得起落架着陆三向载荷；通过安装于缓冲支柱及吊篮上的位移传感器测得缓冲压缩行程及吊篮位移；在缓冲器充油口处的温压传感器以测得腔内压力及温度值；在吊篮平面处的加速度传感器以测量落体系统加速度。

2.3　试验设计

本试验研究温度范围为－30 ℃～60 ℃，由于温度范围跨度大，－30 ℃时缓冲器内充填压力相较于常温状态时的压力变化率已有－26.67%，会有结构破坏的风险，故在容差范围内提高了9%作为缓冲器初始充填压力[22]。同时为避免极端温度下起落架过载，本试验采用小高度投放，试验工况如表2所示。

表 2　试验工况

Tab. 2　Experimental conditions

物理量	下沉速度/(m·s⁻¹)	投放高度/mm	环境温度/℃
取值	1.5	115	低温段：-30、-20、-10、0 高温段：30、40、50、60

通过在试验温度段内测得的缓冲压缩行程 S 、腔内油气压力 P 、温度 T 及微分得到的缓冲压缩速度 $\dot{S}$ ，根据式(9)、(14)计算得到对应环境温度工况下的空气多变指数 γ 、油液阻尼系数 C_d 。

3　温度影响参数的识别与模型校验

3.1　温度影响参数的识别

通过试验数据拟合得到 -30 ℃ ~60 ℃温度范围内，空气多变指数 γ 、油液阻尼系数 C_d 随温度变化曲线，采用多项式函数对其进行最小二成拟合，如式(17)~(18)所示，得到空气多变指数和油液阻尼系数随温度的变化关系，拟合函数与试验结果对比，如图 5、6 所示。

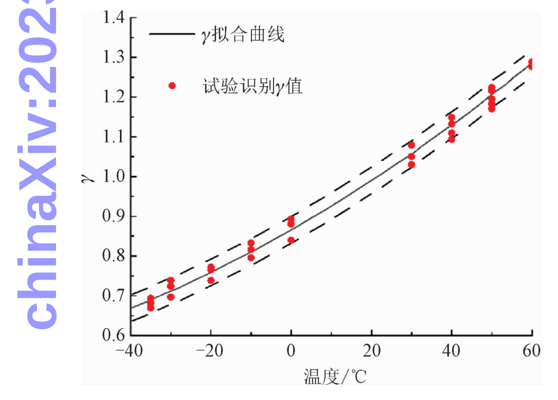


图 5　气体多变指数随温度变化曲线

Fig. 5　Gas variability index as a function of temperature

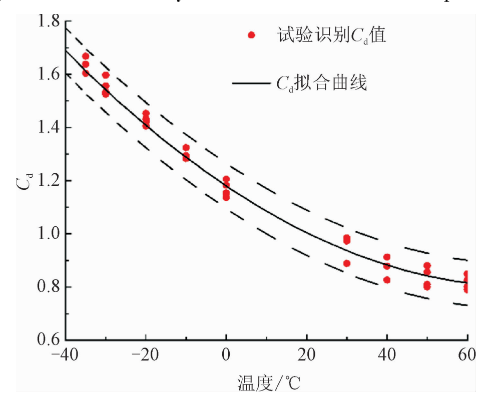


图 6　油液阻尼系数随温度变化曲线

Fig. 6　Oil damping coefficient as a function of temperature

$$\gamma = 0.000\,02t^2 + 0.005\,607t + 0.873\,4 \quad (17)$$

$$C_d = 0.000\,067\,05t^2 - 0.010\,15t + 1.181 \quad (18)$$

图中虚线为拟合曲线 ±5% 误差范围曲线，由图 5~6 可看出，试验值均在拟合曲线 ±5% 范围内，故在考虑温度效应的起落架缓冲器初步设计时，在该范围内进行取值，可以较好的模拟不同温度下的起落架落震缓冲性能。

3.2　考虑温度影响的起落架动力学模型校验

将拟合曲线上的 γ 、C_d 值代入起落架理论模型中进行仿真计算[23-27]，取常温(30 ℃)、低温(-30 ℃)、高温(60 ℃)3 组典型工况对比分析，其垂直载荷如图 7~9 所示，缓冲器行程如图 10 所示。

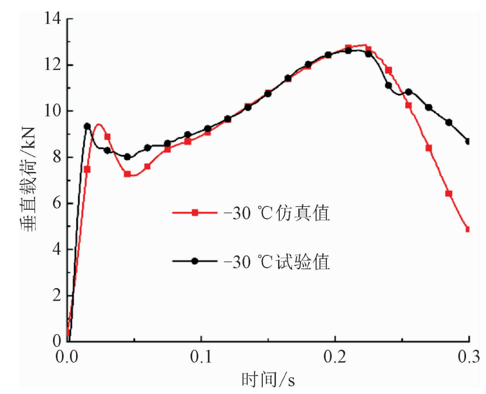


图 7　-30 ℃垂直载荷试验值与仿真值对比图

Fig. 7　Diagram of comparison between experimental and simulated values of vertical load at -30 ℃

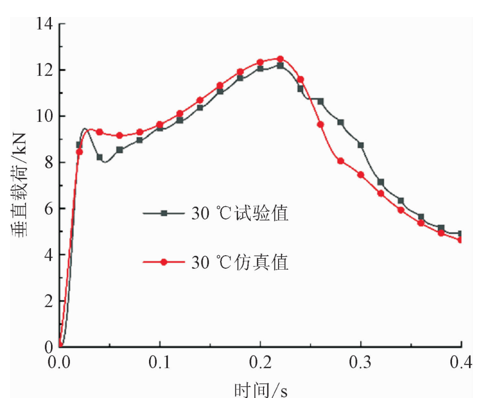


图 8　30 ℃垂直载荷试验值与仿真值对比图

Fig. 8　Diagram of comparison between experimental and simulated values of vertical load at 30 ℃

由对比图可知，垂直载荷的第 1 个峰值较第 2 个峰值小，原因是试验温度范围跨度大，气体随温度变化对起落架落震垂直载荷影响较大。通常缓冲器压缩储能，油液流动较气体压缩做功更敏感，气体压缩对第 2 个峰值影响更明显，故第 2 个峰值偏高。图 8~9 的仿真数据在两个峰值间过渡段较试验数

据平缓,原因是模型中默认油液流动恒定且不可压缩,气体为理想气体,缓冲器压缩过程为绝热过程,忽略了一些温度的附属影响。但过渡段不会对油峰与气峰的仿真值产生过大影响,且不会导致缓冲器结构破坏。试验数据与温变落震动力学仿真数据的误差对比如表 3 所示,缓冲支柱形成的最大误差为 -4.19%,垂直载荷的最大误差为 -1.33%,表明本研究的起落架温变落震动力学模型较为精确。

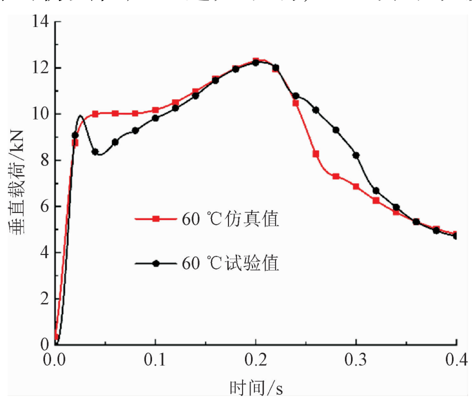


图 9　60 ℃垂直载荷试验值与仿真值对比图

Fig. 9　Diagram of comparison between experimental and simulated values of vertical load at 60 ℃

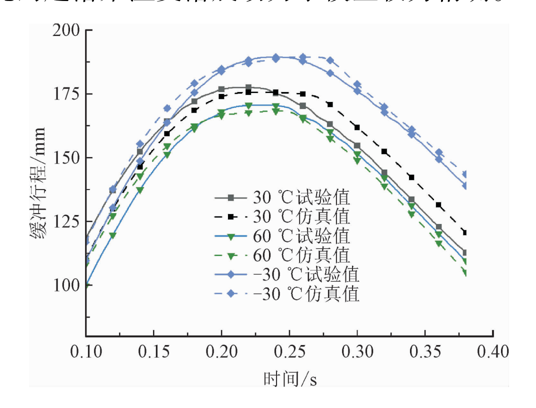


图 10　缓冲器行程试验值与仿真值对比图

Fig. 10　Comparison diagram of buffer stroke experimental value and simulation value

表 3　仿真与试验得到的落震结果对比

Tab. 3　Comparison between simulation and experimental seismic results

温度/℃	缓冲支柱行程			最大垂直载荷		
	仿真/mm	试验/mm	误差/%	仿真/kN	试验/kN	误差/%
-30	196.18	189.38	3.70	11.85	12.01	-1.33
30	170.56	177.51	-3.95	12.13	12.20	-0.57
60	160.09	167.52	-4.19	12.64	12.42	-1.13

4　温变缓冲性能分析

起落架大多选用结构紧凑、缓冲效率高的油气式缓冲器,其油气腔的多变指数 γ 、油液阻尼系数 C_d 等不可测参数对缓冲器的动力性能影响很大,且这两个参数都与环境温度密切相关。为了使缓冲性能在常用服役温度范围内维持稳定,分析 γ 、C_d 随温度变化对起落架缓冲性能的影响规律是起落架结构设计与载荷优化的前提[28-30]。

在 -30 ℃至 60 ℃每隔 10 ℃取点进行落震仿真,得到多温度下垂直载荷、缓冲压缩行程变化曲线。

起落架落震垂直载荷曲线为双峰曲线,其形成主要源于缓冲器受载压缩后内部油液和气体先后起缓冲作用。油液通过阻尼孔形成的油液阻尼对首个峰值影响较大,腔内气体受载压缩储能对第 2 个峰值影响较大。由图 11 可以看出,在常温(20 ℃)时,两个峰值较接近,缓冲器腔内油液与气体做功配比平衡,最大垂直载荷最小,缓冲性能最佳。当温度从 20 ℃逐渐降低(或逐渐升高)时,最大垂直载荷逐渐增大。其中,60 ℃时,最大垂直载荷较常温增大了 22.22%,-30 ℃时,最大垂直载荷较常温增大了 47.22%,存在超载破坏的风险。另外,载荷曲线的第 1 个峰值随着温度的升高而逐渐增大,而第 2 个峰值随着温度的升高逐渐减小。对空气弹簧力与油液阻尼力随温度变化进行计算,结果如图 12 ~ 13 所示。

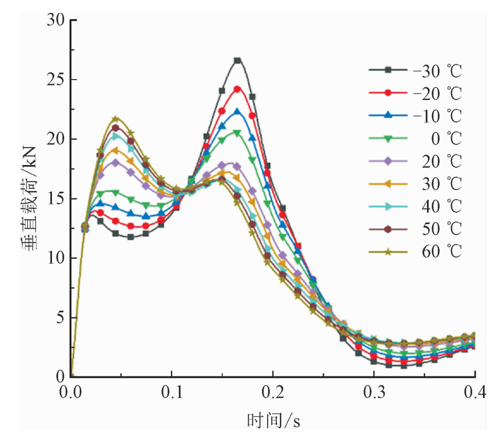


图 11　不同温度下垂直载荷变化曲线

Fig. 11　Vertical load variation curves at different temperatures

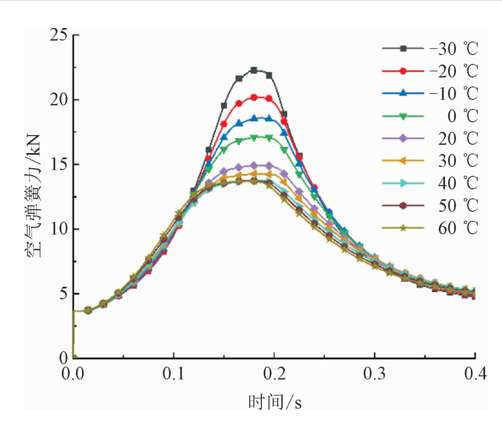


图 12　不同温度下空气弹簧力变化曲线

Fig. 12　Force curve of air spring at different temperatures

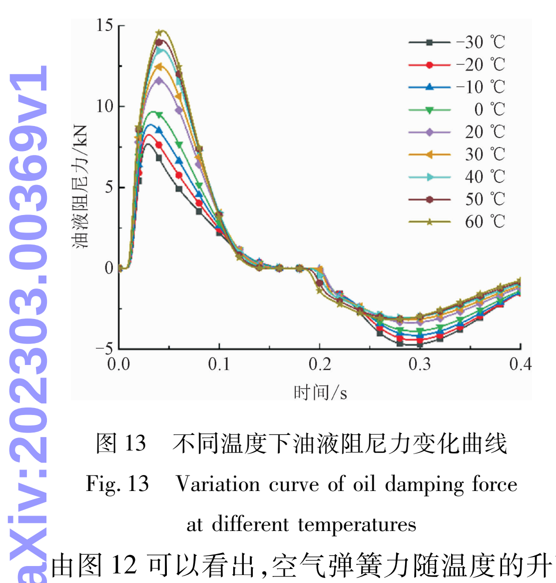


图 13　不同温度下油液阻尼力变化曲线

Fig. 13　Variation curve of oil damping force at different temperatures

由图 12 可以看出,空气弹簧力随温度的升高而减小,但在常温(20 ℃)以上时,温度对空气弹簧力的影响较小,近似可忽略不计。然而在低温段,温度对空气弹簧力影响较大,其中 −30 ℃较常温变化率有 52.4%,原因是低温时缓冲器腔内空气弹簧刚度变小,气体易被压缩,缓冲器压缩行程变长,从而使得空气弹簧力随之变大。由图 13 可以看出,油液阻尼力随温度的升高而增大,其中, −30 ℃较常温变化率有 −34.78%,60 ℃较常温变化率有 27.39%,原因是温度影响缓冲器腔内油液黏度。低温时,油液物理状态也会发生改变,由流体变成流固体混合物,油液阻尼增大,使得缓冲支柱压缩速度减小,油液阻尼力减小;高温时,油液黏度变小,油液较常温更易通过阻尼孔,油液阻尼变小使得缓冲器压缩速度变快,油液阻尼力增大。

通过仿真得到不同温度下缓冲压缩行程变化曲线,如图 14 所示,随着温度的升高缓冲器压缩行程减小,其中, −30 ℃较常温变化率为 25%,60 ℃较常温变化率为 −18.2%。原因是当环境温度升高时,缓冲器腔内气体膨胀影响愈发显著,气腔压力升高,使得空气弹簧刚度变大,气腔不容易被压缩,缓冲器行程减小。在极低温度下,缓冲器存在行程压到底导致结构破坏的风险。若需要在极低温度下进行起飞或着陆时,建议提前增加缓冲器初始充填气压,避免结构破坏。

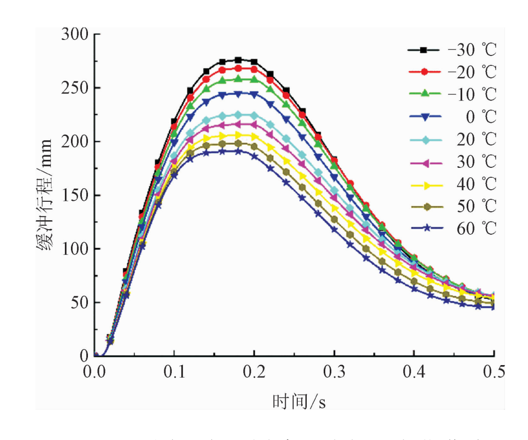


图 14　不同温度下缓冲压缩行程变化曲线

Fig. 14　Change curve of buffer compression stroke at different temperatures

5　结　论

1)本研究建立的起落架温变落震动力学分析模型与试验数据符合较好,缓冲支柱行程的最大误差为 −4.19%,垂直载荷的最大误差为 −1.33%,为可能工作在复杂环境下起落架缓冲性能的研究提供了方法途径。

2)环境温度对起落架缓冲性能影响较大。温度从常温降低(或增大)时,起落架落震最大垂直载荷增大。

3)缓冲器腔内气体较油液受温度影响更为敏感,低温状态时气压的大幅变化及油液物理状态的改变会使得缓冲器性能明显恶化,存在起落架超载或缓冲支柱发生结构破坏等风险。

参考文献:

[1] WAHI M K. Oleopneumatic shock strut dynamic analysis and its real-time simulation[J]. Journal of aircraft, 1976, 13(4): 303-308.

[2] WAHI M K. Oil compressibility and polytropic air compression analysis for oleopneumatic shock struts[J]. Journal of aircraft, 1976, 13(7): 527-530.

[3] HEININEN A A. Modelling and simulation of an aircraft main land-

ing gear shock absorber[D]. Tampere: University of Tampere, 2015.

[4] SHU N, GU H B, LIU H. Analysis of temperature effect on damping characteristics of landing gear shock absorber[C]//Proceedings of the 2020 International Conference on Aviation Safety and Information Technology. New York, NY, USA: Association for Computing Machinery, 2020: 76-81.

[5] 辛艳,延杰. 低温落震缓冲性能的影响探究[J]. 机械设计与制造工程,2021,50(4):83-86.
XIN Yan, YAN Jie. The research on the influence of low temperature on the shock absorbing performance[J]. Machine design and manufacturing engineering, 2021, 50(4): 83-86(in Chinese).

[6] 胡锐,牟让科,宋得军,等. 温度对油—气式起落架缓冲性能的影响研究[J]. 航空工程进展,2022,13(3):150-156.
HU Rui, MU Rangke, SONG Dejun, et al. Research on the influence of temperature on the cushioning performance of oil-air landing gear[J]. Advances in aeronautical science and engineering, 2022, 13(3): 150-156(in Chinese).

[7] 方威,朱林刚,王友善. 环境温度对飞机起落架缓冲性能影响分析[J]. 机械设计与制造工程,2021,50(11):76-80.
FANG Wei, ZHU Lingang, WANG Youshan. Analysis of ambient temperature influence to landing gear shock absorber performance of aircraft[J]. Machine design and manufacturing engineering, 2021, 50(11): 76-80(in Chinese).

[8] 南京航空航天大学. 飞机起落架缓冲器极限工作温度落震试验装置及其试验方法:CN202010129680.2[P]. 2020-06-05.

[9] 中国飞机强度研究所. 一种用于起落架落震试验的环境温度模拟装置:CN201610052196.8[P]. 2016-06-15.

[10] 唐瑞琳,巩磊,王博. 飞机起落架动力学建模及地面运动仿真[J]. 科学技术与工程,2021,21(16):6889-6897.
TANG Ruilin, GONG Lei, WANG Bo. Landing gear dynamics modeling and aircraft ground motion simulation[J]. Science technology and engineering, 2021, 21(16): 6889-6897(in Chinese).

[11] 刘天辉,李占科. 双气腔油气式缓冲器缓冲性能优化分析[J]. 哈尔滨商业大学学报(自然科学版),2014,30(6):720-723.
LIU Tianhui, LI Zhanke. Performance optimization of oleo-pneumatic damper with two air chambers[J]. Journal of Harbin University of Commerce(natural sciences edition), 2014, 30(6): 720-723(in Chinese).

[12] 徐威,梁全,郭丽丽. 基于 Amesim 仿真软件的飞机起落架油气式缓冲器动态性能研究[J]. 机械工程师,2022(8):24-26.
XU Wei, LIANG Quan, GUO Lili. Research on the dynamic performance of aircraft landing gear hydro-pneumatic buffer based on Amesim[J]. Mechanical engineer, 2022(8): 24-26(in Chinese).

[13] 豆清波,史惟琦,牟让科,等. 基于落震试验的油—气式起落架气体压缩多变指数变化规律研究[J]. 实验力学,2015,30(2):215-220.
DOU Qingbo, SHI Weiqi, MU Rangke, et al. On the gas compression polytropic index variation of oil-gas type landing gear based on drop test[J]. Journal of experimental mechanics, 2015, 30(2): 215-220(in Chinese).

[14] 魏小辉,刘成龙,聂宏,等. 半轴式起落架落震动力学及结构参数影响研究[J]. 振动工程学报,2014,27(1):40-45.
WEI Xiaohui, LIU Chenglong, NIE Hong, et al. Study on drop dynamics and the influence of structural parameters on half-axle landing gear[J]. Journal of vibration engineering, 2014, 27(1): 40-45(in Chinese).

[15] 陈玉红,郑华,何泳,等. 含气穴效应的起落架落震动力学研究[J]. 南京航空航天大学学报,2015,47(4):602-606.
CHEN Yuhong, ZHENG Hua, HE Yong, et al. Study on landing gear drop dynamics with cavitation effect[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2015, 47(4): 602-606(in Chinese).

[16] 中国人民解放军总装备部. 军用装备实验室环境试验方法 第3部分:高温试验:GJB 150.3A-2009[S]. 北京:中国人民解放军总装备部,2009.

[17] 中国人民解放军总装备部. 军用装备实验室环境试验方法 第4部分:低温试验:GJB 150.4A-2009[S]. 北京:中国人民解放军总装备部,2009.

[18] 中国人民解放军总装备部. 军用装备实验室环境试验方法 第5部分:温度冲击试验:GJB 150.5A-2009[S]. 北京:中国人民解放军总装备部,2009.

[19] 中国航空工业第三〇一研究所. 环境工程考虑和实验室试验:MIL-STD-810F[S]. 北京:航空综合环境重点实验室,2000.

[20] 杨建波,任佳. 起落架落震试验中缓冲系统投放功量修正方法研究[J]. 应用力学学报,2017,34(2):329-334.
YANG Jianbo, REN Jia. Study on correction method for released energy of buffer system in the landing gear drop test[J]. Chinese journal of applied mechanics, 2017, 34(2): 329-334(in Chinese).

[21] 安红辉. 飞机起落架落震试验技术研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2010.

[22] 娄锐,折世强,鲁德发,等. 起落架着陆油气混合缓冲器压力分析[J]. 航空工程进展,2020,11(3):380-386.
LOU Rui, SHE Shiqiang, LU Defa, et al. Oleo-pneumatic mixed shock absorber landing pressure analysis of landing gear[J]. Advances in aeronautical science and engineering, 2020, 11(3): 380-386(in Chinese).

[23] 麻士东. 飞机起落架缓冲系统动力学仿真研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2004.

[24] 关理想,谭旭,贺一雄. 基于 AMESIM 的支柱式起落架缓冲性能仿真研究[J]. 飞机设计,2016,36(3):43-45.
GUAN Lixiang, TAN Xu, HE Yixiong. Research on simulation of telescopic landing gear shock absorber based on AMESIM[J]. Aircraft design, 2016, 36(3): 43-45(in Chinese).

[25] 刘崇任,陈振兴. 飞机起落架动力学仿真技术研究[J]. 大众科技,2014,16(3):80-82.
LIU Chongren, CHEN Zhenxing. Technology of dynamic analysis for aircraft landing gear[J]. Popular science & technology, 2014, 16(3):80-82(in Chinese).

[26] 张振华,李巍,谢彦,等. 基于小车式起落架地面滑跑振动仿真分析[J]. 计算机仿真,2022,39(8):59-63.
ZHANG Zhenhua, LI Wei, XIE Yan, et al. Simulation analysis of grand rolling vibration based on frame landing gear[J]. Computer simulation, 2022, 39(8):59-63(in Chinese).

[27] 李舒,张伟业,卢前顺,等. 民机起落架地面运动分布式仿真方法研究[J]. 航空计算技术,2022,52(2):13-16.
LI Shu, ZHANG Weiye, LU Qianshun, et al. Research on distributed simulation method of landing gear ground movement of civil aircraft[J]. Aeronautical computing technique, 2022, 52(2):13-16(in Chinese).

[28] 晋萍,聂宏. 起落架着陆动态仿真分析模型及参数优化设计[J]. 南京航空航天大学学报,2003,35(5):498-502.
JIN Ping, NIE Hong. Dynamic simulation model and parameter optimization for landing gear impact[J]. Journal of Manjing University of Aeronautics & Astronautics, 2003, 35(5):498-502(in Chinese).

[29] 蔺越国,程家林,黎泽金,等. 飞机支柱式起落架落震仿真及缓冲器优化分析[J]. 飞机设计,2007,27(4):26-30.
LIN Yueguo, CHENG Jialin, LI Zejin, et al. Dynamic simulation and optimization analysis for shock absorber for telescopic landing gear[J]. Aircraft design, 2007, 27(4):26-30(in Chinese).

[30] 徐方舟,张斌,宋春雨. 起落架落震缓冲性能优化分析[J]. 科技创新与应用,2018(5):32-33.
XU Fangzhou, ZHANG Bin, SONG Chunyu. Optimization analysis of landing gear crash buffer performance[J]. Technology innovation and application, 2018(5):32-33(in Chinese).

(编辑　黄崇亚　张璐)

